

10597316

Document made available under the Patent Cooperation Treaty (PCT)

International application number: PCT/EP05/050226

International filing date: 20 January 2005 (20.01.2005)

Document type: Certified copy of priority document

Document details: Country/Office: BE
Number: 2004/0037
Filing date: 22 January 2004 (22.01.2004)

Date of receipt at the International Bureau: 25 February 2005 (25.02.2005)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a) or (b)



World Intellectual Property Organization (WIPO) - Geneva, Switzerland
Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle (OMPI) - Genève, Suisse

ROYAUME DE BELGIQUE

MINISTRE DES AFFAIRES ECONOMIQUES
ADMINISTRATION DE LA POLITIQUE COMMERCIALE



EPO - DG 1

10. 02. 2005

(71)

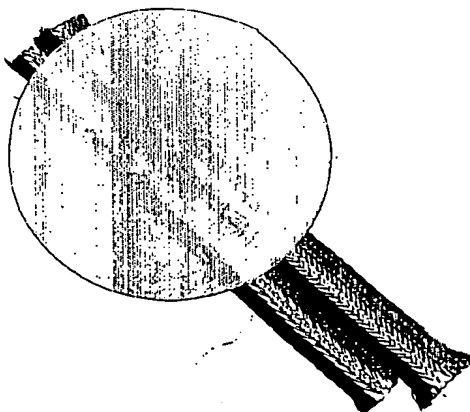
Il est certifié que les annexes à la présente sont la copie fidèle de documents accompagnant une demande de brevet d'invention tels que déposée en Belgique suivant les mentions figurant au procès-verbal de dépôt ci-joint.

Bruxelles, le 14. -1 - 2005

Pour le Conseiller de l'Office
de la Propriété industrielle

Le fonctionnaire délégué,

BAILLEUX G.
Conseiller adjoint



SERVICE PUBLIC FEDERAL
ECONOMIE, P.M.E.,
CLASSES MOYENNES & ENERGIE

PROCES-VERBAL DE DÉPÔT D'UNE
DEMANDE BREVET D'INVENTION

Administration de la Régulation
et de l'Organisation des marchés

N° 2004/0037

Office de la Propriété Intellectuelle

Aujourd'hui, le 22/01/2004 à Bruxelles, 15 heures 50 minutes

en dehors des heures d'ouverture de bureau de dépôt, l'OFFICE DE LA PROPRIÉTÉ INTELLECTUELLE a reçu un envoi postal contenant une demande en vue d'obtenir un brevet d'invention relatif à ENSEMBLE DE BORD D'ATTAQUE D'UN ELEMENT DE VOILURE D'AERONEF ET ELEMENT DE VOILURE EQUIPEE D'AU MOINS UN TEL ENSEMBLE.

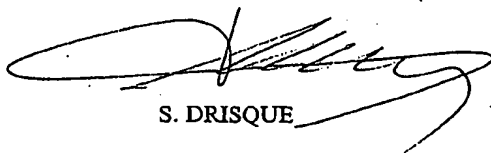
introduite par VAN MALDEREN Joëlle

agissant pour : SONACA S.A.
Route Nationale, 5
B-6041 GOSSELIES/BELGIQUE

En tant que ☒ mandataire agréé
☐ avocat
☐ établissement effectif du demandeur
☐ le demandeur

La demande, telle que déposée, contient les documents nécessaires pour obtenir une date de dépôt conformément à l'article 16, § 1er de la loi du 28 mars 1984.

Le fonctionnaire délégué,


S. DRISQUE

Bruxelles, le 22/01/2004

ENSEMBLE DE BORD D'ATTAQUE D'UN ELEMENT DE VOILURE
D'AERONEF ET ELEMENT DE VOILURE EQUIPEE D'AU MOINS UN
5 TEL ENSEMBLE

DESCRIPTION

10 DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention se rapporte de façon générale à un ensemble de bord d'attaque d'un élément de voilure d'aéronef, cet ensemble comprenant notamment un revêtement aérodynamique présentant une zone
15 frontale sensible aux impacts d'oiseaux. Ce type d'ensemble est conçu de façon à limiter les dommages qu'il pourrait subir suite à l'impact d'un oiseau en vol de croisière, au sol lors d'opérations de manœuvre de l'aéronef, ou encore durant les phases de décollage et d'atterrissage.
20

Cet ensemble est destiné à constituer tout ou partie du bord d'attaque d'un élément de voilure de l'aéronef. A ce titre, dans cette demande, le terme « élément de voilure » signifie une quelconque surface
25 aérodynamique portante de l'aéronef, telle qu'une aile principale, ou encore une dérive verticale ou un empennage horizontal.

Selon une application de la présente invention, cet ensemble de bord d'attaque appartient à
30 une aile principale de la voilure et est fixe par

rapport à une portion centrale de cette aile principale. Néanmoins, selon une application privilégiée de la présente invention, cet ensemble de bord d'attaque est destiné à prendre la forme d'un
5 volet mobile d'une aile principale de la voilure de l'aéronef.

L'invention se rapporte également à un élément de voilure d'aéronef disposant d'au moins un tel ensemble de bord d'attaque.

10 ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE

Sur les aéronefs, chacune des deux ailes principales de la voilure est généralement équipée de volets mobiles hypersustentateurs, montés au bord d'attaque et au bord de fuite de l'aile.

15 De façon connue, les volets sont déployés pour les phases d'atterrissage et de décollage afin d'augmenter la portance à faible ou moyenne vitesse. Par ailleurs, en vol de croisière à grande vitesse, les volets mobiles sont rentrés pour limiter la résistance
20 à l'avancement de l'aéronef. De plus, toujours de façon connue de l'homme du métier, le déplacement de chaque volet s'effectue à l'aide de mécanismes logés dans une partie avant d'une portion centrale principale de l'aile, ces mécanismes coopérant avec des nervures
25 d'introduction d'efforts du volet espacées le long d'une direction longitudinale de bord d'attaque, et étant notamment dimensionnées pour maintenir le volet en position durant les différentes phases de vol, ainsi que pour assurer la transmission des efforts
30 aérodynamiques.

Un tel volet mobile de bord d'attaque doit être conçu de manière à pouvoir résister à l'impact d'un oiseau survenant sur celui-ci en vol de croisière, au sol lors d'opérations de manœuvre de l'aéronef, ou
5 encore durant les phases de décollage et d'atterrissage. En d'autres termes, le volet doit être suffisamment résistant pour que la détérioration de ce dernier, engendrée lors de ce type d'impact, ne conduise qu'à des conséquences minimales et non-
10 catastrophiques pour l'aile concernée.

A cet égard, il est indiqué qu'un impact d'oiseau sur le volet mobile de bord d'attaque est particulièrement néfaste et dangereux lorsque cet oiseau percute une partie du revêtement aérodynamique
15 du volet dite « zone frontale sensible aux impacts d'oiseaux », cette zone sensible correspondant à la zone la plus critique de ce revêtement aérodynamique, en cas d'impact d'oiseau survenant sur ce dernier. Cette zone du revêtement aérodynamique, relativement
20 peu inclinée par rapport à la verticale et s'étendant de façon limitée vers le haut et éventuellement vers le bas depuis une jonction entre une portion extradorsale et une portion intrados du revêtement aérodynamique, est en effet qualifiée de sensible dans la mesure où
25 lorsqu'elle est impactée par un oiseau, le choc produit une énergie très importante principalement transmise au volet. Bien entendu, cette énergie serait capable d'engendrer une détérioration considérable du volet si celui-ci n'était pas conçu suffisamment résistant, et
30 pourrait également provoquer des conséquences désastreuses sur l'ensemble de l'aile. A titre

indicatif, il est noté qu'un choc d'oiseau survenant au-dessus et en dessous de la zone frontale mentionnée précédemment, produira une énergie plus faible, non-susceptible de générer des effets destructeurs.

5 Effectivement, un oiseau entrant en contact avec l'une des portions extradors et intradors, en dehors de la zone frontale, aura sa trajectoire déviée par la portion concernée, et les efforts dynamiques liés au choc et transmis au volet mobile seront alors sans conséquence
10 catastrophique.

Au vu de ce qui précède, il est donc évident que les contraintes susmentionnées conduisent inévitablement à concevoir des volets mobiles de conception complexe, dans le sens où l'espace utile
15 pour amortir les chocs d'oiseaux est nécessairement limité, notamment par la présence d'un dispositif de protection contre le givre. De plus, il est noté que la structure prévue pour faire face à l'énergie d'un impact, qui est proportionnelle au carré de la vitesse
20 de l'aéronef, doit être encore plus résistante lorsque le revêtement aérodynamique est réalisé dans un matériau peu ductile, tel qu'en matériau composite. En effet, bien que ce type de matériau soit souvent retenu pour des raisons évidentes de faible masse associée, il
25 ne participe quasiment pas du tout à l'amortissement du choc. En outre, il est également indiqué que lorsque l'ensemble du volet mobile est entièrement réalisé en matériau composite, sa fragilité au choc peut facilement conduire à sa destruction totale.

30 Par conséquent, dans les réalisations de l'art antérieur, les volets mobiles de bord d'attaque

disposent donc de structures conçues pour limiter les effets destructeurs susceptibles d'être provoqués par un impact d'oiseau dans la zone frontale du revêtement aérodynamique, mais dont la complexité requise engendre
5 des inconvénients non-négligeables en termes de coût et de masse globale du volet.

Dans le cas où le bord d'attaque de l'aile principale n'est plus constitué par un volet mobile, mais est au contraire fixe par rapport à une portion
10 centrale de cette aile, des inconvénients similaires à ceux indiqués ci-dessus sont également rencontrés.

Le document US-A-6 616 101 se rapporte à ce type de configuration, et décrit un sous-ensemble de structure de bord d'attaque d'une aile, qui est
15 notamment conçue pour résister à l'impact d'un oiseau en vol.

Dans ce document, une structure primaire rigide sans nervure comprend deux panneaux sandwichs supérieur et inférieur reliés par des longerons placés
20 d'une part en diagonale à l'intérieur de la structure, et d'autre part sensiblement verticalement à proximité de la partie avant du bord d'attaque. Ce sous-ensemble est fixé continûment à l'arrière à un caisson central de l'aile, et à l'avant à un capotage aérodynamique
25 formant au moins partiellement le bord d'attaque de cette aile.

Lors d'un impact d'oiseau sur une zone frontale du capotage, celui-ci absorbe une partie de l'énergie cinétique du choc de l'oiseau en se
30 déformant. Après cette première déformation, c'est le longeron avant de la structure rigide primaire qui

vient à être sollicité, pour contribuer à absorber l'énergie résiduelle non reprise par le capotage. Ainsi, dans cette configuration, la transmission des efforts dynamiques après l'impact de l'oiseau est
5 assurée de façon homogène et continue depuis le capotage et dans toute la structure primaire susmentionnée, jusqu'au caisson central de l'aile principale.

Cette solution de l'art antérieur ne
10 pourrait en aucun cas être appliquée sur un volet mobile de bord d'attaque, dans la mesure où la mobilité de ce dernier ne permet pas de réaliser une continuité de structure telle que celle rencontrée ci-dessus, notamment à l'aide du caisson central de l'aile.

Enfin, il est indiqué que les inconvénients
15 mentionnés ci-dessus pour des ensembles de bord d'attaque d'une aile principale de voilure d'aéronef se retrouvent également dans tous les autres éléments de voilure de cet aéronef, tels que la dérive verticale ou
20 les empennages horizontaux.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention a donc pour but de proposer un ensemble de bord d'attaque d'un élément de voilure d'aéronef comprenant notamment un revêtement
25 aérodynamique présentant une zone frontale sensible aux impacts d'oiseaux, cet ensemble remédiant au moins partiellement aux inconvénients mentionnés ci-dessus relatifs aux réalisations de l'art antérieur.

Le but de la présente invention est également de présenter un élément de voilure d'aéronef comprenant au moins un tel ensemble de bord d'attaque.

Pour ce faire, l'invention a pour objet un
5 ensemble de bord d'attaque d'un élément de voilure d'aéronef, cet ensemble comprenant un revêtement aérodynamique présentant une zone frontale sensible aux impacts d'oiseaux, l'ensemble comportant également une pluralité de nervures espacées le long d'une direction
10 longitudinale de bord d'attaque. Selon l'invention, l'ensemble comprend en outre au moins une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau montée fixement entre deux nervures directement consécutives et étant apte à dévier la trajectoire d'un oiseau suite à un
15 impact de celui-ci contre la zone d'impact. De plus, en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque, la paroi rigide déviatrice forme avec une corde géométrique de l'élément de voilure un angle d'une valeur inférieure à
20 45°.

Avantageusement et contrairement aux réalisations de l'art antérieur, l'effet recherché et atteint par la présente invention est de limiter l'énergie de choc créée lors de la collision entre un
25 oiseau et l'ensemble de bord d'attaque puis transmise à ce même ensemble, en assurant une déviation appropriée de la trajectoire de cet oiseau. En d'autres termes, lors du choc d'un oiseau contre l'ensemble, la déviation opérée implique que ce n'est seulement qu'une
30 partie de l'énergie cinétique associée à l'oiseau qui est transmise à cet ensemble.

Par conséquent, l'ensemble de bord d'attaque est en mesure de présenter une conception simplifiée et allégée par rapport à celles rencontrées antérieurement, tout en étant capable de résister aux effets destructeurs pouvant être générés par l'impact d'un oiseau survenant sur la zone frontale. Ainsi, l'ensemble selon l'invention permet d'éviter les conséquences catastrophiques qu'un tel choc serait susceptible de provoquer.

En effet, il est noté que dans un premier cas où le revêtement aérodynamique est réalisé dans un matériau peu ductile tel qu'en matériau composite, lorsqu'un oiseau impacte la zone frontale du revêtement aérodynamique de l'ensemble, l'oiseau fissure puis perfore localement cette zone frontale. Dans ce premier cas, la déformation observée est telle que le revêtement aérodynamique ne participe quasiment pas du tout à l'absorption de l'énergie cinétique du choc. Cependant, immédiatement après la perforation de la zone frontale, l'oiseau entre en contact avec la paroi rigide qui dévie alors la trajectoire de cet oiseau. De cette façon, en raison de son inclinaison relativement faible par rapport à la corde géométrique, cette paroi déviatrice limite alors considérablement l'énergie de choc, et donc les efforts dynamiques transmis à l'ensemble.

La valeur de 45° susmentionnée constitue effectivement une limite supérieure au-delà de laquelle une collision avec un oiseau générerait une énergie de choc trop importante pour que la paroi rigide puisse remplir sa fonction de déviation sans se rompre, bien

entendu dans le cas où cette paroi disposerait d'une épaisseur non contraignante en termes de masse associée.

Il est donc à comprendre que l'agencement
5 proposé par l'invention permet de réduire l'énergie de choc transmise à la structure de façon telle que la paroi rigide ne nécessite pas d'être surdimensionnée, ni même d'être associée à une structure annexe rigide encombrante et de masse importante comme cela est
10 décrit dans le document US-A-6 616 101.

A titre indicatif et comme cela sera expliqué de manière plus détaillée ci-après, pour un élément de voilure quelconque de l'aéronef, la corde géométrique est à comprendre comme étant le segment de
15 droite reliant le point le plus avant et le point le plus arrière de la section de cet élément de voilure, prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque.

Dans un second cas où le revêtement
20 aérodynamique est réalisé dans un matériau plus ductile tel qu'un matériau métallique, par exemple l'aluminium, l'impact d'un oiseau sur la zone frontale conduit cette dernière à se déformer localement jusqu'à ce qu'elle entre en contact avec la paroi rigide déviatrice.
25 Ainsi, la déformation du revêtement aérodynamique permet d'absorber une partie importante de l'énergie cinétique du choc. Ensuite, l'énergie résiduelle est dissipée de façon analogue à celle exposée ci-dessus pour le premier cas, à savoir par appui de l'oiseau
30 contre la paroi rigide déviatrice inclinée, cet appui provoquant la déviation de la trajectoire de l'oiseau.

Naturellement, dans ce second cas, l'appui de l'oiseau contre la paroi déviatrice est réalisé avec le revêtement aérodynamique interposé entre eux deux.

Les deux cas précédents ont été exposés en supposant que le choc de l'oiseau sur la zone frontale, rencontré en vol de croisière, au sol lors d'opérations de manœuvre de l'aéronef ou encore durant les phases de décollage et d'atterrissage, est d'une intensité suffisamment importante pour provoquer les déformations susmentionnées. Néanmoins, pour des chocs d'intensité moindre ne générant pas de telles déformations du revêtement aérodynamique, par exemple lorsque l'aéronef évolue à vitesse faible, la transmission des efforts aérodynamiques ne cause bien entendu aucun problème, dans la mesure où la totalité de l'énergie cinétique du choc est absorbée par ce revêtement aérodynamique, sans que la paroi rigide déviatrice n'ait besoin d'être sollicitée mécaniquement.

De façon préférée, en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque, la paroi rigide déviatrice forme avec la corde géométrique de l'élément de voilure un angle compris entre environ 25° et environ 35° . Des évaluations ont effectivement démontré que cette plage de valeur était optimale, dans le sens où elle permettait d'assurer une déviation de la trajectoire d'un oiseau sans que cela n'engendre une énergie de choc trop conséquente.

De préférence, l'ensemble de bord d'attaque appartient à une aile principale de la voilure, et le revêtement aérodynamique susmentionné définit alors une

portion intrados ainsi qu'une portion extrados. Bien entendu, il aurait également été possible de prévoir que cet ensemble appartienne à tout autre élément de voilure de l'aéronef, tel que la dérive verticale ou l'un des empennages horizontaux, sans sortir du cadre de l'invention.

Préférentiellement, pour chaque groupe de deux nervures directement consécutives espacées le long de la direction longitudinale de bord d'attaque, au moins une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau est prévue entre ces deux nervures. De cette manière, c'est avantagement la totalité de l'ensemble de bord d'attaque qui est protégée contre les impacts d'oiseaux survenant dans la zone frontale sensible du revêtement aérodynamique.

Selon une application de la présente invention, l'ensemble de bord d'attaque peut être fixe par rapport à une portion centrale principale de l'aile principale de la voilure, voire intégralement confondu avec cette portion centrale.

Cependant, une application privilégiée de la présente invention concerne le cas où cet ensemble de bord d'attaque est un volet mobile d'une aile principale de la voilure de l'aéronef, ce volet mobile constituant alors tout ou partie du bord d'attaque de l'aile concernée.

On peut alors prévoir que l'ensemble comporte en outre un revêtement arrière solidaire d'une part d'un bord de fuite de la portion extrados, et d'autre part d'un bord de fuite de la portion intrados du revêtement aérodynamique.

Selon un premier mode de réalisation préféré de la présente invention, l'ensemble comprend une unique paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau montée fixement entre deux nervures
5 directement consécutives, cette paroi rigide étant également montée fixement d'une part sur la portion intrados du revêtement aérodynamique et d'autre part sur une partie supérieure du revêtement arrière, de manière à former un caisson à l'aide d'une partie de la
10 portion intrados du revêtement aérodynamique, et du revêtement arrière.

De préférence, l'unique paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau est agencée de manière à s'élever en allant vers l'arrière.
15 Naturellement, il aurait également été possible de prévoir que celle-ci s'abaisse en allant vers l'arrière, sans sortir du cadre de l'invention.

De plus, une section du caisson, prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction
20 longitudinale de bord d'attaque, dispose préférentiellement d'une forme sensiblement triangulaire.

A cet égard, une unique paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau est de préférence
25 prévue pour chaque groupe de deux nervures directement consécutives espacées le long de la direction longitudinale de bord d'attaque, de manière à former une pluralité de caissons constituant ensemble une poutre s'étendant selon la direction longitudinale de
30 bord d'attaque.

Avantageusement, cette poutre peut donc assurer l'essentiel de la résistance aux efforts produits lors du choc d'un oiseau survenant sur la zone frontale du revêtement aérodynamique, et conduisant à une déformation de cette dernière. D'autre part, après l'impact avec un oiseau, la poutre présente une résistance en flexion et en torsion notablement plus importante que celle observée avec les volets mobiles de l'art antérieur.

Selon un second mode de réalisation préféré de la présente invention, l'ensemble comporte une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau supérieure et une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau inférieure montées fixement entre deux nervures directement consécutives, les deux parois rigides supérieure et inférieure étant agencées de manière à respectivement s'élever et s'abaisser en allant vers l'arrière. A cet égard, les deux parois rigides supérieure et inférieure sont assemblées bout à bout à proximité du revêtement aérodynamique, de manière à ce qu'en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque, elles définissent conjointement une pointe orientée vers l'avant et située en regard de la zone frontale sensible aux impacts d'oiseaux.

Dans une telle configuration, l'oiseau traversant la zone frontale sensible aux impacts d'oiseaux arrive alors en contact avec le raccord bout à bout des deux parois rigides de section en forme de pointe, et est ainsi découpé en deux par cette même pointe. Ensuite, chacune des deux parties séparées de

l'oiseau voit sa trajectoire déviée respectivement par la paroi supérieure et par la paroi inférieure, de sorte que cette double déviation provoque une répartition encore plus optimale des efforts dynamiques
5 liés au choc. Ainsi, ce second mode de réalisation préféré permet de réduire davantage les risques de destruction ou de perte du volet mobile de bord d'attaque.

De préférence, les deux parois rigides
10 supérieure et inférieure montées fixement entre deux nervures directement consécutives sont également montées fixement respectivement sur une partie supérieure du revêtement arrière et sur le bord de fuite de la portion intrados du revêtement
15 aérodynamique, de manière à former un caisson à l'aide du revêtement arrière. Ici encore, une section du caisson, prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque, dispose d'une forme sensiblement triangulaire. Dans un tel cas,
20 on peut prévoir qu'en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque, entre deux nervures quelconques directement consécutives, la surface du caisson est égale environ au tiers de la surface totale de
25 l'ensemble.

Enfin, on peut prévoir qu'une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau supérieure et une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau inférieure sont prévues pour chaque groupe de deux
30 nervures directement consécutives espacées le long de la direction longitudinale de bord d'attaque, de

manière à former une pluralité de caissons constituant ensemble une poutre s'étendant selon la direction longitudinale de bord d'attaque. De cette façon, les avantages relatifs à la présence de cette poutre sont
5 identiques à ceux présentés pour la poutre du premier mode de réalisation préféré de la présente invention.

L'invention a également pour objet un élément de voilure d'aéronef comprenant au moins un ensemble de bord d'attaque tel que celui qui vient
10 d'être décrit. Comme indiqué ci-dessus, cet élément de voilure peut indifféremment être du type aile principale, dérive verticale ou empennage horizontal, sans sortir du cadre de l'invention.

D'autres avantages et caractéristiques de
15 l'invention apparaîtront dans la description détaillée non limitative ci-dessous.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

Cette description sera faite au regard des dessins annexés parmi lesquels ;

20 - la figure 1 représente une vue en perspective d'un aéronef disposant d'éléments de voilure susceptibles d'être équipés d'au moins un ensemble de bord d'attaque selon l'invention ;

25 - la figure 2 représente une vue en perspective partiellement éclatée d'un ensemble de bord d'attaque d'une aile principale de voilure d'aéronef, selon un premier mode de réalisation préféré de la présente invention ;

30 - la figure 3 est une vue en coupe transversale prise selon le plan P de la figure 2, ce

plan P étant orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque, et choisi de façon quelconque entre deux nervures directement consécutives ; et

5 - la figure 4 représente une vue en coupe transversale d'un ensemble de bord d'attaque d'une aile principale de voilure d'aéronef, selon un second mode de réalisation préféré de la présente invention.

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PRÉFÉRÉS

10 En référence à la figure 1, on voit un aéronef 1 disposant d'une voilure 2 constituée d'une pluralité d'éléments de voilure.

Dans toute la description qui va suivre, par convention, on appelle X la direction longitudinale de l'aéronef 1, Y la direction orientée
15 transversalement par rapport à l'aéronef, et Z la direction verticale, ces trois directions étant orthogonales entre-elles.

D'autre part, les termes « avant » et « arrière » sont à considérer par rapport à une
20 direction d'avancement de l'aéronef rencontrée suite à la poussée exercée par les moteurs de l'aéronef, cette direction étant représentée schématiquement par la flèche 3.

Parmi les éléments de voilure de l'aéronef
25 1, on compte deux ailes principales 4, une dérive verticale 6 ainsi que deux empennages horizontaux 7 situés à l'arrière de cet aéronef. Chacun de ces éléments 4, 6 et 7 est susceptible d'être équipé d'au moins un ensemble de bord d'attaque selon l'invention,

comme cela sera exposé de façon détaillée ci-dessous pour l'une des ailes principales 4.

A ce titre, en ce qui concerne les ailes principales 4, celles-ci comprennent chacune une
5 portion centrale principale 8 constituant quasiment l'intégralité de l'aile, et étant située en arrière d'un bord d'attaque 10. Ici encore, dans toute la description qui va suivre, par convention, on appelle X' la direction longitudinale de bord d'attaque, Y' la
10 direction orientée transversalement par rapport au bord d'attaque 10 de l'aile 4, et Z' la direction verticale, ces trois directions étant orthogonales entre-elles. Dans l'exemple montré sur la figure 1 à titre illustratif, les directions X et Y' sont parallèles
15 entre-elles, de la même façon que les directions X' et Y d'une part, et les directions Z et Z' d'autre part. Néanmoins, il est indiqué que l'invention s'applique particulièrement pour des aéronefs à ailes principales à flèche. Dans un tel cas, les directions X et Y' et
20 les directions X' et Y ne sont plus parallèles entre-elles, mais les plans XY et X'Y' restent sensiblement parallèles.

Ainsi, c'est effectivement le bord d'attaque 10 de chacune des deux ailes principales 4
25 qui peut être réalisé à l'aide d'au moins un ensemble de bord d'attaque objet de la présente invention, et dont deux modes de réalisation préférés vont à présent être décrits.

En référence tout d'abord conjointement aux
30 figures 2 et 3, on voit un ensemble de bord d'attaque 16 selon un premier mode de réalisation préféré de la

présente invention. L'ensemble 16 prend la forme d'un volet mobile de bord d'attaque de l'une des deux ailes 4, et s'étend par exemple sur sensiblement toute la longueur de l'aile 4 concernée, bien entendu selon la direction longitudinale de bord d'attaque X'. Pour des raisons évidentes de clarté des figures 2 et 3, la portion centrale principale 8 de l'aile 4 n'a pas été représentée, mais elle peut naturellement être réalisée selon toute configuration connue de l'homme du métier.

L'ensemble de bord d'attaque 16 comporte un revêtement aérodynamique 18, éventuellement réalisé à l'aide de plusieurs éléments solidarisés et s'étendant selon la direction X', et définissant une portion intrados 20 ainsi qu'une portion extrados 22. De plus, comme cela est indiqué sur la figure 3, le revêtement 18 présente une zone frontale sensible aux impacts d'oiseaux 24, cette zone 24 étant telle que décrite dans l'art antérieur. Plus précisément mais toujours à titre indicatif, elle s'étant entre un point A correspondant au point le plus avant du revêtement 18 en phase de croisière lorsque le volet 16 est intégralement rentré (tel que représenté sur cette figure 3), et un point B correspondant au point le plus avant du revêtement 18 en phase d'atterrissage lorsque le volet 16 est intégralement déployé.

En outre, il est noté que le point A se situe sur une corde géométrique 26 de l'aile principale 4, tandis que le point B se situe sur la portion extrados 22.

Il est noté que la « corde géométrique 26 » est à comprendre comme étant le segment de droite

reliant le point le plus avant et le point le plus arrière de la section de cet élément de voilure 4, cette section étant prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction X' . En d'autres termes et
5 dans le cas précis d'une aile principale 4, la corde 26 est le segment de droite reliant un point (le point A) établissant la jonction avant entre un intrados et un extrados de l'aile et un point (non représenté) établissant la jonction arrière entre ces mêmes
10 intrados et extrados, toujours dans une section quelconque de l'aile 4 prise selon un plan $Y'Z'$. De plus, dans le cas décrit d'une aile principale présentant un volet mobile de bord d'attaque et éventuellement un volet mobile de bord de fuite, il est
15 également précisé que pour des raisons de compréhension, on impose par convention que cette corde géométrique doit être considérée lorsque ces volets sont intégralement rentrés, comme représenté sur la figure 3.

20 Un revêtement arrière 28 du volet 16 ferme une partie arrière de celui-ci. Effectivement, ce revêtement arrière 28 est solidaire d'une part d'un bord de fuite 20a de la portion intrados 20 du revêtement 18, et d'autre part d'un bord de fuite 22a
25 de la portion extrados 22 de ce même revêtement 18. Il est précisé que le revêtement arrière 28, s'étendant selon la direction X' , dispose de façon connue d'une courbure vers l'avant lui permettant d'épouser une partie de géométrie complémentaire appartenant à la
30 portion centrale principale de l'aile 4, et de glisser sur celle-ci. De plus, un longeron 30 de section en

forme de L s'étendant selon la direction X' peut être interposé entre le bord de fuite 20a de la portion intrados 20 et une partie inférieure du revêtement 28, afin de renforcer la liaison mécanique entre ces deux éléments.

Les revêtements 18 et 28 sont également solidarisés à deux nervures d'extrémité 32 fermant de part et d'autre l'espace délimité par ces mêmes revêtements, à l'aide de moyens conventionnels et connus de l'homme du métier. Par ailleurs, les revêtements 18 et 28 sont aussi solidarisés à des nervures d'introduction d'efforts 34. Ces nervures d'introduction d'efforts 34 disposent dans une partie inférieure de moyens d'attaches 36 permettant d'assurer la liaison entre le volet 16 et les mécanismes de déplacement de ce dernier. Ainsi, des orifices 38 sont pratiqués sur le revêtement arrière 28, afin que les moyens d'attaches 36 puissent traverser celui-ci.

D'autre part, les revêtements 18 et 28 peuvent également être solidarisés à une ou plusieurs nervures intermédiaires 40, celles-ci étant en effet susceptibles d'être interposées entre deux nervures quelconques 32, 34 directement consécutives, dans le but d'accroître la rigidité du volet 16.

Au vu de ce qui précède, on voit donc que l'ensemble de bord d'attaque 16 selon le premier mode de réalisation préféré de la présente invention comporte une pluralité de nervures 32, 34 et 40 espacées le long de la direction X', et qui sont de préférence toutes orientées verticalement, selon la

direction longitudinale X de l'aéronef, c'est-à-dire aussi selon la direction Y' du bord d'attaque 10.

La particularité de ce premier mode de réalisation préféré réside dans le fait qu'entre deux
5 nervures quelconques 32, 34 et 40 directement consécutives, l'ensemble 16 comprend une paroi unique rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau 42 montée fixement entre ces deux mêmes nervures. Comme indiqué précédemment, la paroi rigide déviatrice 42 sert à
10 dévier la trajectoire d'un oiseau suite à un impact de celui-ci contre la zone d'impact 24, lorsque cet impact conduit à une déformation du revêtement 18 ainsi qu'à un appui de l'oiseau contre la paroi rigide 42.

Comme on peut l'apercevoir le mieux sur la
15 figure 3, la paroi rigide 42 dispose d'un bord inférieur avant (non référencé) monté fixement sur la portion intrados 20 du revêtement 18. Cette paroi 42, préférentiellement parallèle à la direction X', s'étend vers l'arrière en s'élevant jusqu'à un bord supérieur
20 arrière (non référencé) venant de préférence tangenter une partie supérieure du revêtement arrière 28, le bord supérieur arrière étant donc situé à proximité du bord de fuite 22a de la portion extrados 22.

A cet égard, dans toute section prise selon
25 un plan Y'Z' entre deux nervures quelconques directement consécutives 32, 34, 40, un angle α_1 formé entre la paroi rigide 42 et la corde géométrique 26 est inférieur à 45° , et de préférence de l'ordre de 30° comme cela est représenté sur la figure 3.

30 Avec un tel agencement, la paroi déviatrice 42 forme avec la portion intrados 20 et le revêtement

28 un caisson 44, qui en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction X' , dispose de préférence d'une forme sensiblement triangulaire. De plus, il est bien entendu évident que lorsqu'une paroi déviatrice 42 est prévue pour chaque groupe de deux nervures 32, 34 et 40 directement consécutives du volet 16, les caissons 44 disposés successivement constituent alors ensemble une poutre unique (non référencée) s'étendant selon la direction X' , sur toute la longueur du volet 16. Ainsi, cette poutre de section triangulaire confère d'excellentes caractéristiques de résistance en flexion et torsion, et est donc réalisée à l'aide d'une partie de la portion intrados 20, du revêtement 28, ainsi qu'à l'aide de l'ensemble des paroi rigides déviateurs 42.

La totalité des éléments constitutifs de l'ensemble de bord d'attaque 16, exceptées les parois rigides déviateurs 42, sont par exemple réalisés à l'aide d'un matériau peu ductile, tel qu'un matériau composite. Dans un tel cas, les parois rigides 42 se succédant le long de la direction X' peuvent alors être réalisées dans un matériau métallique tel que l'aluminium ou ses alliages. Les choix de matériaux qui viennent d'être indiqués permettent alors avantageusement d'offrir un compromis tout à fait satisfaisant entre la résistance mécanique et la masse de l'ensemble 16.

En référence maintenant à la figure 4, on voit un ensemble de bord d'attaque 116 selon un second mode de réalisation préféré de la présente invention. L'ensemble 116 prend également la forme d'un volet

mobile de bord d'attaque de l'une des deux ailes 4, et s'étend par exemple aussi sur sensiblement toute la longueur de l'aile 4 concernée, selon la direction longitudinale de bord d'attaque X'.

5 Ce second mode de réalisation préféré est similaire au premier mode de réalisation préféré qui vient d'être décrit. Par conséquent, sur les figures, les éléments portant les mêmes références numériques correspondent à des éléments identiques ou similaires.

10 On s'aperçoit en effet sur la figure 4 que seuls le nombre et la disposition des parois rigides déviatrice de trajectoire d'oiseau entre deux nervures quelconques directement consécutives, diffèrent par rapport au premier mode de réalisation préféré.

15 Effectivement, entre deux nervures quelconques directement consécutives (une seule nervure d'introduction d'efforts 34 étant représentée sur cette figure 4), le volet 116 comporte une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau supérieure 142a
20 s'élevant en allant vers l'arrière, ainsi qu'une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau inférieure 142b s'abaissant en allant vers l'arrière.

Ces deux parois rigides 142a et 142b, de préférence parallèles à la direction X', sont montées
25 fixement entre les deux nervures concernées, et disposent respectivement de deux bords avant (non référencés) assemblés bout à bout à proximité du revêtement aérodynamique 18. Ces deux bords avant sont tels qu'en section prise selon un plan quelconque
30 orthogonal à la direction X', ils forment une pointe 150 orientée vers l'avant et située en regard de la

zone frontale 24. En d'autres termes, les bords avant
raccordés des parois rigides 142a et 142b forment
ensemble une lame s'étendant selon la direction X', et
dont un chant coupant 151 est orienté vers l'avant,
5 toujours parallèlement à cette direction X'.

De préférence, toujours dans une section
selon un plan Y'Z' telle que celle représentée sur la
figure 4, la pointe 150 est agencée selon une direction
152 coupant la zone frontale 24 en approximativement
10 deux parties de longueurs égales, la direction 152
étant par exemple inclinée d'un angle α_7 d'environ 12°
par rapport la corde géométrique 26.

La paroi rigide supérieure 142a part de la
pointe 150 pour de préférence venir tangenter la partie
15 supérieure du revêtement arrière 28, le bord supérieur
arrière de cette paroi 142a étant donc situé à
proximité du bord de fuite 22a de la portion extrados
22. En outre, La paroi rigide inférieure 142b part de
la pointe 150 pour de préférence venir se fixer sur le
20 bord de fuite 20a de la portion intrados 20 du
revêtement 18. A cet égard, comme dans le premier mode
de réalisation préféré, les angles α_2 et α_3 formés
respectivement entre les parois rigides 142a, 142b et un
la corde géométrique 26 sont inférieurs à 45° , la paroi
25 supérieure 142a étant par exemple moins inclinée que la
paroi inférieure 142b. Les angles α_2 et α_3 sont par
exemple compris entre environ 25° et 35° .

De plus, on peut prévoir qu'un angle α_4
formé entre les deux parois rigides 142a, 142b est
30 d'environ 64° . Enfin, il est également précisé qu'en
section prise selon un plan quelconque orthogonal à la

direction X' , les angles α_5 et α_6 formés respectivement entre la direction 152 de la pointe 150 et les parois 142a, 142b sont approximativement égaux, et par exemple compris entre environ 30° et 35° .

5 Avec un tel agencement, les parois déviatrices 142a, 142b forment avec le revêtement 28 un caisson 144, qui en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction X' , dispose de
10 outre, toujours selon une telle section, la surface du caisson 144 est de préférence égale environ au tiers de la surface totale de l'ensemble de bord d'attaque 116, cette surface totale devant être comprise comme celle
15 28. Cette configuration procure effectivement d'excellentes caractéristiques de résistance mécanique au volet 116, sans que celui-ci n'ait besoin de présenter une masse trop importante.

 Il est bien entendu évident que lorsque
20 deux parois déviatrices 142a, 142b sont prévues pour chaque groupe de deux nervures directement consécutives du volet 116, les caissons 144 disposés successivement constituent alors ensemble une poutre unique (non référencée) s'étendant selon la direction X' , sur toute
25 la longueur du volet 116 comme dans le premier mode de réalisation préféré.

 Bien entendu, diverses modifications
peuvent être apportées par l'homme du métier aux
ensembles de bord d'attaque 16 et 116 qui viennent
30 d'être décrits, uniquement à titre d'exemples non limitatifs. A ce titre, on peut notamment indiquer que

lorsqu'un ensemble de bord d'attaque selon l'invention est destiné à faire partie de la dérive verticale 6 de l'aéronef 1, à savoir à constituer au moins partiellement un bord d'attaque 12 situé à l'avant d'une portion centrale principale 14 de cette dérive 6, cet ensemble de bord d'attaque ne prend alors naturellement pas la forme d'un volet mobile comme cela a été présenté ci-dessus pour une aile principale 4, mais est préférentiellement fixe par rapport à cette même portion centrale principale 14. Cette remarque est aussi valable lorsque l'ensemble de bord d'attaque selon l'invention est destiné à faire partie de l'un des deux empennages horizontaux 7.

REVENDICATIONS

1. Ensemble de bord d'attaque (16,116) d'un élément de voilure (4,6,7) d'aéronef (1), ledit ensemble comprenant un revêtement aérodynamique (18) présentant une zone frontale sensible aux impacts d'oiseaux (24), ledit ensemble comportant également une pluralité de nervures (32,34,40) espacées le long d'une direction longitudinale de bord d'attaque (X'), caractérisé en ce que l'ensemble comprend en outre au moins une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau (42,142a,142b) montée fixement entre deux nervures directement consécutives et étant apte à dévier la trajectoire d'un oiseau suite à un impact de celui-ci contre ladite zone d'impact (24), et en ce qu'en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), ladite paroi rigide déviatrice (42,142a,142b) forme avec une corde géométrique (26) de l'élément de voilure (4,6,7) un angle ($\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$) d'une valeur inférieure à 45°.

2. Ensemble de bord d'attaque (16,116) selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), ladite paroi rigide déviatrice (42,142a,142b) forme avec la corde géométrique (26) de l'élément de voilure (4,6,7) un angle ($\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$) compris entre environ 25° et environ 35°.

3. Ensemble de bord d'attaque (16,116) selon la revendication 1 ou la revendication 2, caractérisé en ce qu'il appartient à une aile principale (4) d'une voilure (2) de l'aéronef (1).

5

4. Ensemble de bord d'attaque (16,116) selon la revendication 3, caractérisé en ce que pour chaque groupe de deux nervures directement consécutives (32,34;40) espacées le long de la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), au moins une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau (42,142a,142b) est prévue entre lesdites deux nervures.

10

5. Ensemble de bord d'attaque (16,116) selon la revendication 3 ou la revendication 4, caractérisé en ce qu'il est destiné à être fixé par rapport à une portion centrale principale (8) de ladite aile principale (4).

15

6. Ensemble de bord d'attaque (16,116) selon la revendication 3 ou la revendication 4, caractérisé en ce que l'ensemble est un volet mobile de ladite aile principale (4), et en ce qu'il comporte en outre un revêtement arrière (28) solidaire d'une part d'un bord de fuite (22a) d'une portion extrados (22) du revêtement aérodynamique (18), et d'autre part d'un bord de fuite (20a) d'une portion intrados (20) de ce revêtement (18).

20

25

7. Ensemble de bord d'attaque (16) selon la revendication 6, caractérisé en ce qu'il comporte une

30

unique paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau (42) montée fixement entre deux nervures directement consécutives (32,34,40), ladite paroi rigide (42) étant également montée fixement d'une part sur ladite portion intrados (20) du revêtement aérodynamique (18) et d'autre part sur une partie supérieure du revêtement arrière (28), de manière à former un caisson (44) à l'aide d'une partie de la portion intrados (20) du revêtement aérodynamique (18), et du revêtement arrière (28).

8. Ensemble de bord d'attaque (16) selon la revendication 7, caractérisé en ce que ladite unique paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau (42) est agencée de manière à s'élever en allant vers l'arrière.

9. Ensemble de bord d'attaque (16) selon la revendication 7 ou la revendication 8, caractérisé en ce qu'une section dudit caisson (44), prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), dispose d'une forme sensiblement triangulaire.

10. Ensemble de bord d'attaque (16) selon l'une quelconque des revendications 7 à 9, caractérisé en ce qu'une unique paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau (42) est prévue pour chaque groupe de deux nervures directement consécutives (32,34,40) espacées le long de la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), de manière à former une pluralité de

caissons (44) constituant ensemble une poutre s'étendant selon la direction longitudinale de bord d'attaque (X').

5 11. Ensemble de bord d'attaque (116) selon la revendication 6, caractérisé en ce qu'il comporte une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau supérieure (142a) et une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau inférieure (142b) montées fixement
10 entre deux nervures directement consécutives (32,34,40), les deux parois rigides supérieure et inférieure (142a,142b) étant agencées de manière à respectivement s'élever et s'abaisser en allant vers l'arrière.

15 12. Ensemble de bord d'attaque (116) selon la revendication 11, caractérisé en ce que les deux parois rigides supérieure et inférieure (142a,142b) sont assemblées bout à bout à proximité du revêtement
20 aérodynamique (18), de manière à ce qu'en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), elles définissent conjointement une pointe (150) orientée vers l'avant et située en regard de ladite zone frontale sensible
25 aux impacts d'oiseaux (24).

13. Ensemble de bord d'attaque (116) selon la revendication 11 ou la revendication 12, caractérisé en ce que les deux parois rigides supérieure et
30 inférieure (142a,142b) montées fixement entre deux nervures directement consécutives (32,34,40) sont

également montées fixement respectivement sur une partie supérieure du revêtement arrière (28) et sur le bord de fuite (20a) de la portion intrados (20) du revêtement aérodynamique (18), de manière à former un
5 caisson (144) à l'aide du revêtement arrière (28).

14. Ensemble de bord d'attaque (116) selon la revendication 13, caractérisé en ce qu'une section dudit caisson (144), prise selon un plan quelconque
10 orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), dispose d'une forme sensiblement triangulaire.

15. Ensemble de bord d'attaque (116) selon la revendication 13 ou la revendication 14, caractérisé en ce qu'en section prise selon un plan quelconque orthogonal à la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), entre deux nervures quelconques (32,34,40) directement consécutives, la surface dudit
20 caisson (144) est égale environ au tiers de la surface totale de l'ensemble.

16. Ensemble de bord d'attaque (116) selon l'une quelconque des revendications 13 à 15, caractérisé en ce qu'une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau supérieure (142a) et une paroi rigide déviatrice de trajectoire d'oiseau inférieure (142b) sont prévues pour chaque groupe de deux nervures directement consécutives (32,34,40) espacées le long de
25 la direction longitudinale de bord d'attaque (X'), de manière à former une pluralité de caissons (144)
30

constituant ensemble une poutre s'étendant selon la direction longitudinale de bord d'attaque (X').

5 17. Ensemble de bord d'attaque (16,116) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le revêtement aérodynamique (18) est réalisé à l'aide d'un matériau peu ductile.

10 18. Élément de voilure (4,6,7) d'aéronef (1), caractérisé en ce qu'il comprend au moins un ensemble de bord d'attaque (16,116) selon l'une quelconque des revendications précédentes.

33

Fig. 1

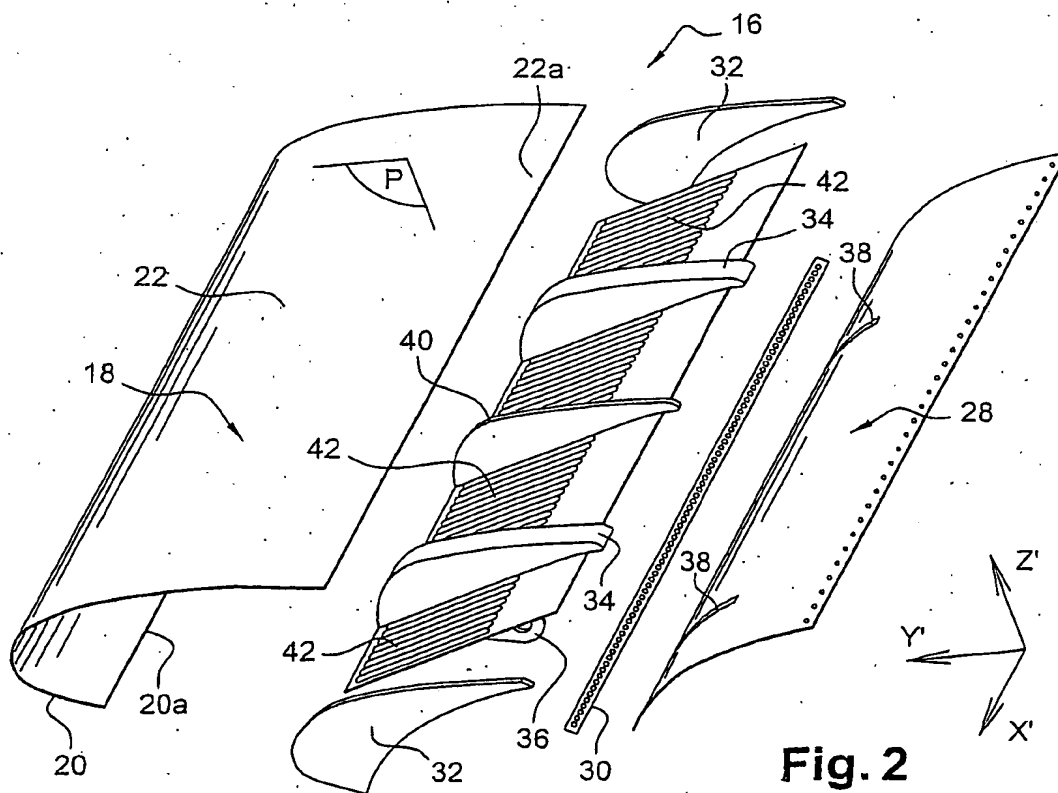
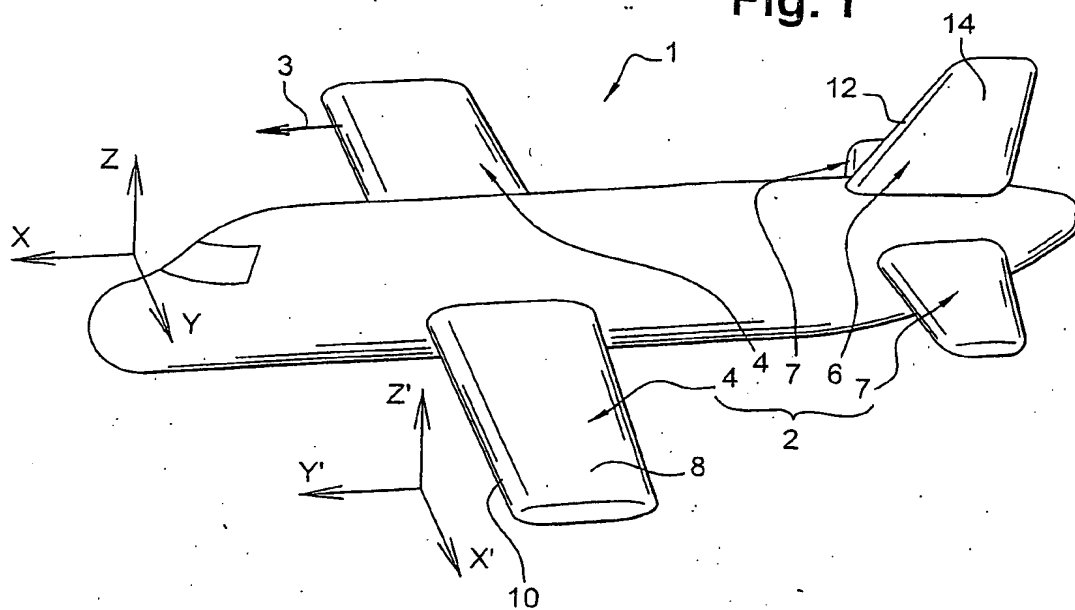
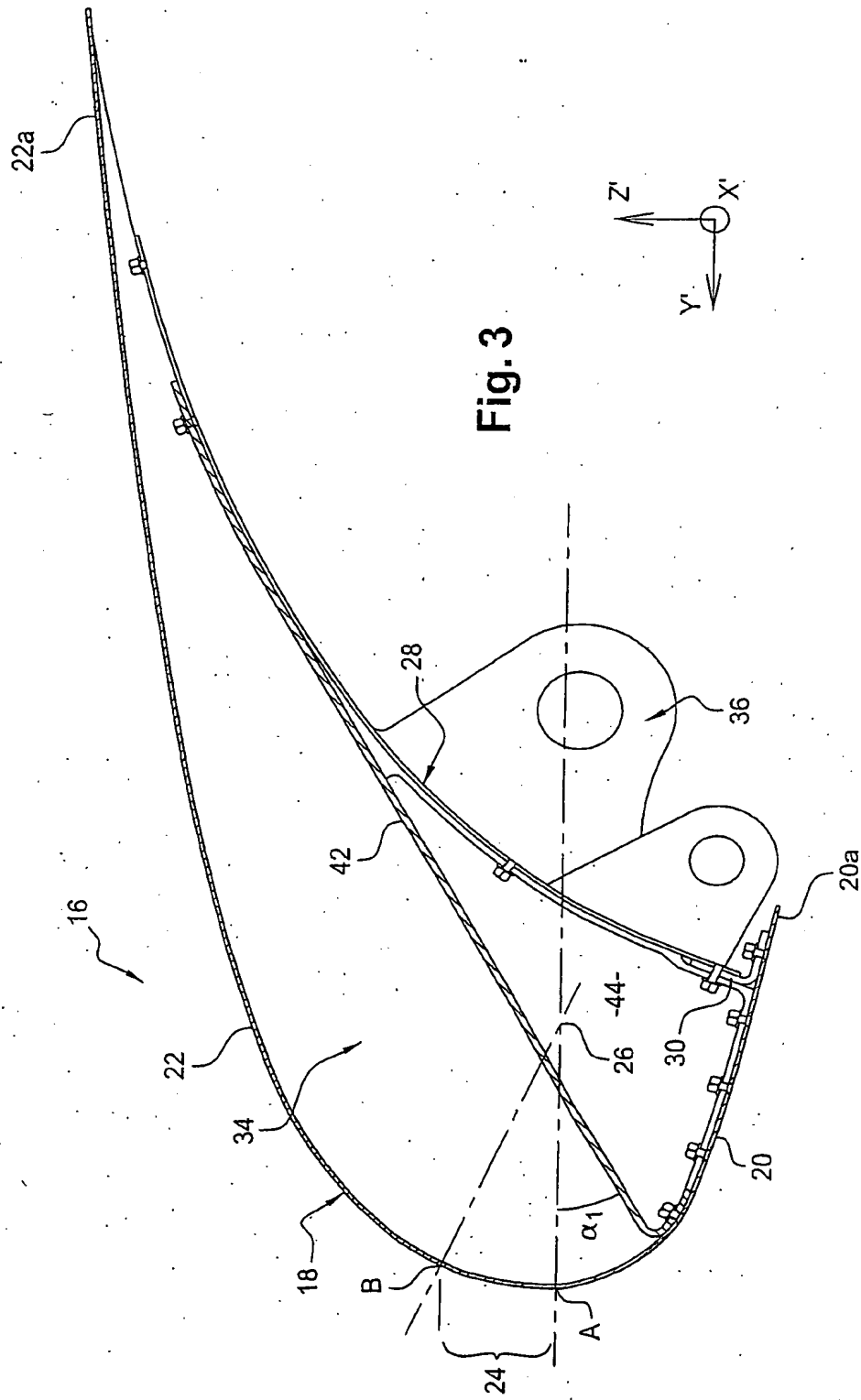
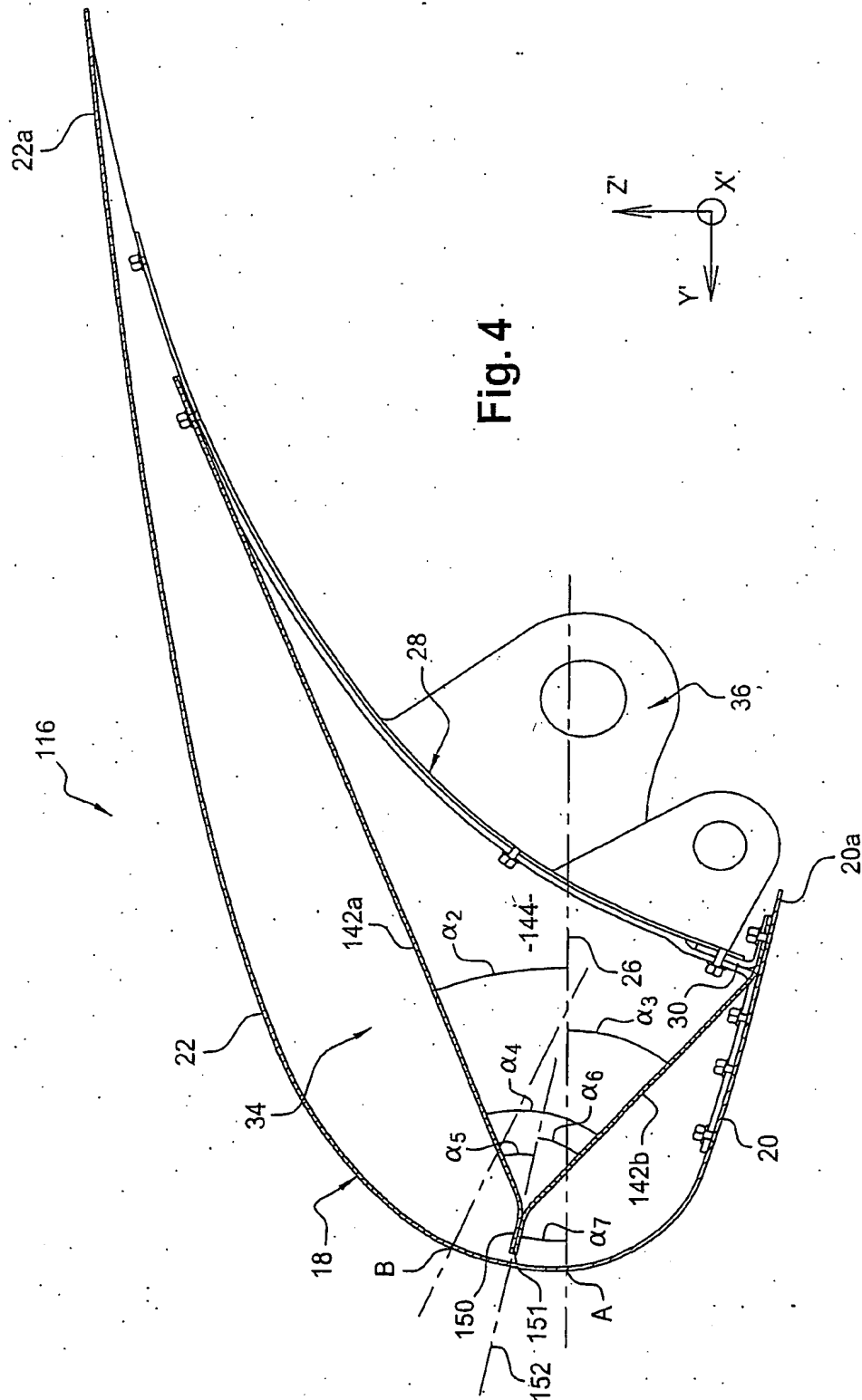


Fig. 2

34





Expéditeur : le BUREAU INTERNATIONAL

PCTNOTIFICATION RELATIVE
À LA PRÉSENTATION OU À LA TRANSMISSION
DU DOCUMENT DE PRIORITÉ

(instruction administrative 411 du PCT)

Destinataire :

POULIN, Gérard
BREVALEX
3, rue du Docteur Lancereaux
F-75008 PARIS
FRANCE

Date d'expédition (jour/mois/année) 22 mars 2005 (22.03.2005)	
Référence du dossier du déposant ou du mandataire SP 24191 AP	NOTIFICATION IMPORTANTE
Demande internationale n° PCT/EP05/050226	Date du dépôt international (jour/mois/année) 20 janvier 2005 (20.01.2005)
Date de publication internationale (jour/mois/année)	Date de priorité (jour/mois/année) 22 janvier 2004 (22.01.2004)
Déposant SONACA S.A. etc	

1. Par le présent formulaire, qui remplace toute notification antérieure relative à la présentation ou à la transmission de documents de priorité, il est notifié au déposant la date de réception par le Bureau international du ou des documents de priorité concernant toute demande antérieure dont la priorité est revendiquée. Sauf indication contraire consistant en les lettres "NR", figurant dans la colonne de droite, ou un astérisque figurant à côté d'une date de réception, le document de priorité en question a été présenté ou transmis au Bureau international d'une manière conforme à la règle 17.1.a) ou b).
2. (*Le cas échéant*) Les lettres "NR" figurant dans la colonne de droite signalent un document de priorité qui, à la date d'expédition du présent formulaire, n'a pas encore été reçu par le Bureau international selon la règle 17.1.a) ou b). Lorsque, selon la règle 17.1.a), le document de priorité doit être présenté par le déposant à l'office récepteur ou au Bureau international, mais que le déposant n'a pas présenté le document de priorité dans le délai prescrit par cette règle, l'attention du déposant est appelée sur la règle 17.1.c) selon laquelle aucun office désigné ne peut décider de ne pas tenir compte de la revendication de priorité considérée avant d'avoir donné au déposant la possibilité, à l'ouverture de la phase nationale, de remettre le document de priorité dans un délai raisonnable en l'espèce.
3. (*Le cas échéant*) Un astérisque (*) figurant à côté de la date de réception, dans la colonne de droite, signale un document de priorité présenté ou transmis au Bureau international mais de manière non conforme à la règle 17.1.a) ou b) (le document de priorité a été reçu après le délai prescrit par la règle 17.1.a) ou la demande d'établissement et de transmission du document de priorité a été soumise à l'office récepteur après le délai prescrit par la règle 17.1.b)). Même si le document de priorité n'a pas été remis conformément à la règle 17.1.a) ou b), le Bureau international transmettra une copie du document aux offices désignés, pour leur appréciation. Dans le cas où une telle copie n'est pas acceptée par un office désigné comme document de priorité, la règle 17.1.c) énonce que aucun office désigné ne peut décider de ne pas tenir compte de la revendication de priorité considérée avant d'avoir donné au déposant la possibilité, à l'ouverture de la phase nationale, de remettre le document de priorité dans un délai raisonnable en l'espèce.

Date de priorité	Demande de priorité n°	Pays, office régional ou office récepteur selon le PCT	Date de réception du document de priorité
22 janvier 2004 (22.01.2004)	2004/0037	BE	25 février 2005 (25.02.2005)

Bureau international de l'OMPI
34, chemin des Colombettes
1211 Genève 20, Suisse

Fonctionnaire autorisé

Zoltanski Andrzej

n° de télécopieur +41 22 740 14 35

n° de télécopieur +41 22 338 89 75
n° de téléphone +41 22 338 8608